

# Technologieentwicklung für Rückkehrfahrzeuge

## SHEFEX und REX – FreeFlyer, Das DLR Wiedereintritts- Programm

Hendrik Weihs

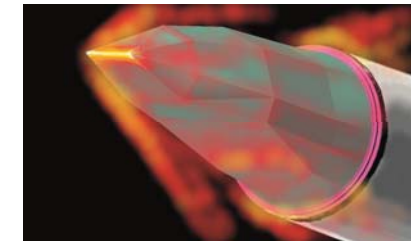
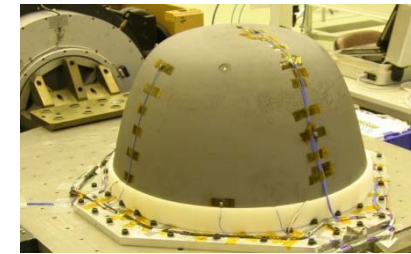


Knowledge for Tomorrow



## Wiedereintrittsprogramm des DLR, Warum?

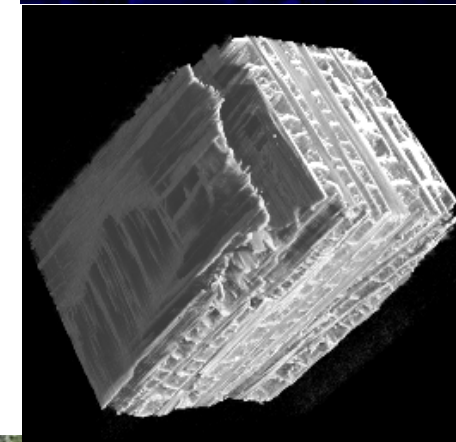
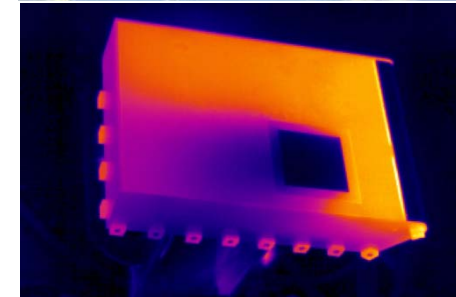
- Rückkehrtechnologie ist eine strategische Schlüsselkompetenz, die erst komplette Raumfahrtmissionen möglich macht. Das Fehlen dieser Kompetenz wird spätestens seit Stilllegung der Shuttle Flotte offensichtlich.
- Momentan ist die nationale Industrie und das DLR durch zurückliegende Programme sehr erfahren und mit allen notwendigen Disziplinen ausgestattet..
- Innerhalb des SHEFEX/REX Entwicklungsprogramms sind alle notwendigen wissenschaftlichen Disziplinen wie Werkstoffe und Strukturen, Thermalschutz, Flugsteuerung im Vakuum und in der Atmosphäre, Flugführung und Aerodynamik miteinander vernetzt, um innovative Raumfahrzeugkonzepte mit Rückkehrfähigkeit zu entwickeln und im Flug zu testen.





# Rückkehrtechnologie– Forschungsgebiete

- Neue Träger- und Fahrzeugkonzepte und (z.B. REX Free Flyer, Space Liner)
- Verbesserung der numerischen Werkzeuge of numeric tools und Integration in eine interdisziplinäre design Umgebung (e.g.IMENS)
- Struktur –Strömungskopplung bei Raumfahrzeugkomponenten mit passiver, aktiver und ablativer Kühlung
- Aktive Strömungskontrolle mit magneto- oder elektrohydro-Dynamik
- Flugführungs- und Steuerungstechnologie sowie Zustandsüberwachungssysteme
- Neue faserverstärkte Keramiken, aktive Kühlung und Ablatoren, relevante Analysewerkzeuge und Design methodenfür den Tehrmalschutz und heiße Strukturen
- Verifikation im Labor, Bodentestanlagen und Flugtests

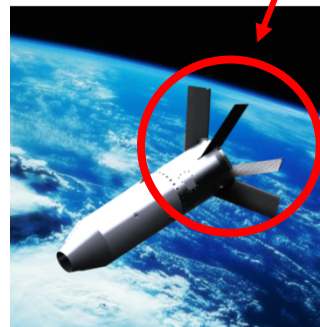
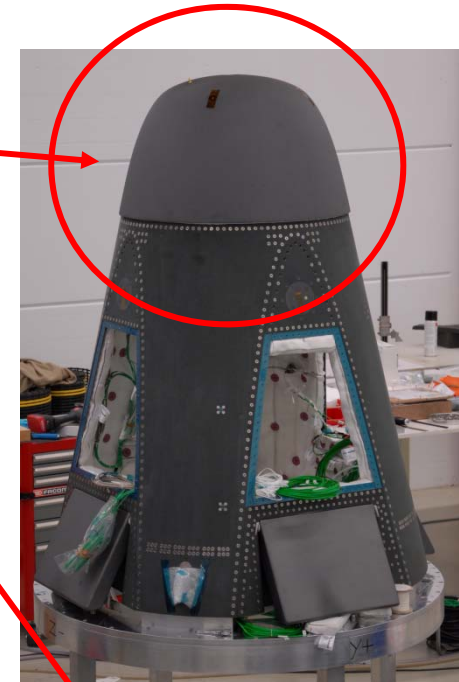






# Wiedereintrittstechnologie – Flugtests

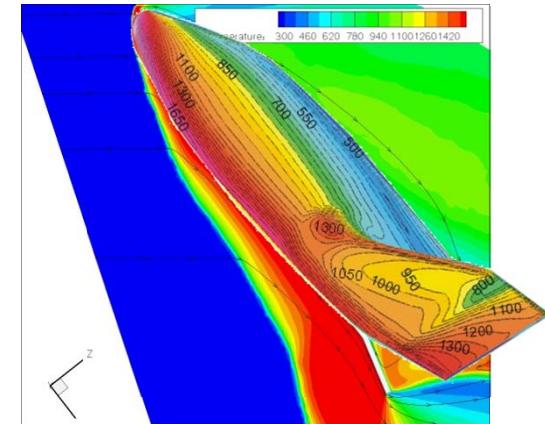
- Nasenkappensystem für EXPERT (ESA)
- Thermalschutzexperimente auf FOTON Missionen
- CMC Fin Experiment auf HIFIRE 5 und ablative Fin Kanten auf HIFIRE 3&5 (AFRL, USA)
- CMC Stabilisatoren für SCRAMSPACE (UQ/DSTO Australien)
- SHEFEX Flugtestprogram



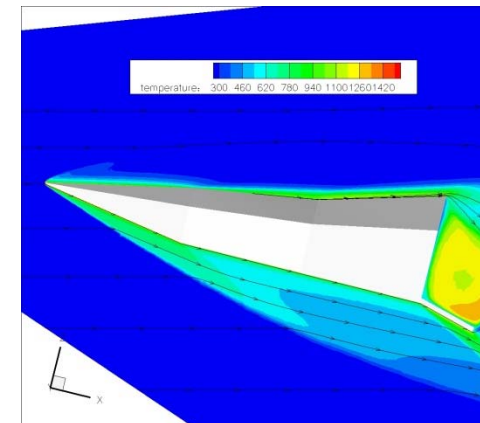


## SHEFEX-Konzept, Warum?

- Reduktion des Fertigungs und Wartungskosten des Thermalschutzsystems um bis zu 50% durch eine facettierte Form und ebene TPS Elemente
- Scharfe Kanten erlauben optimierte Flugeigenschaften im Hyperschall mit geringerem Widerstand und einer vergrößerten Seitenreichweite.
- Skalierbare aerodynamische Eigenschaften im Hyperschall.
- Kleinerer Anstellwinkel und definierte Stoßgeometrie reduziert “black-out” Effekte
- Möglichkeit zur Auslegung eines Missionsoptimierten Wiedereintrittsfahrzeugs



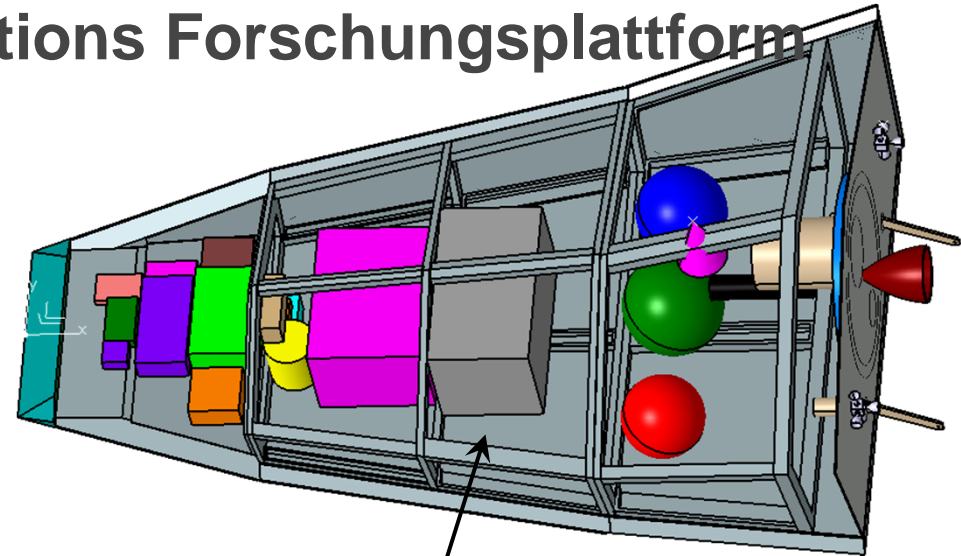
“klassisch”, hoher Anstellwinkel



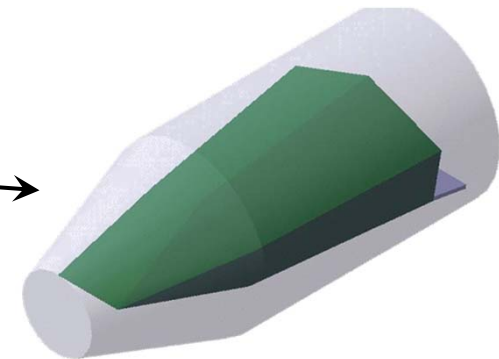
“optimiert” kleiner Anstellwinkel



# REX Free Flyer: Referenzkonzept für eine rückführbare Mikrogravitations Forschungsplattform



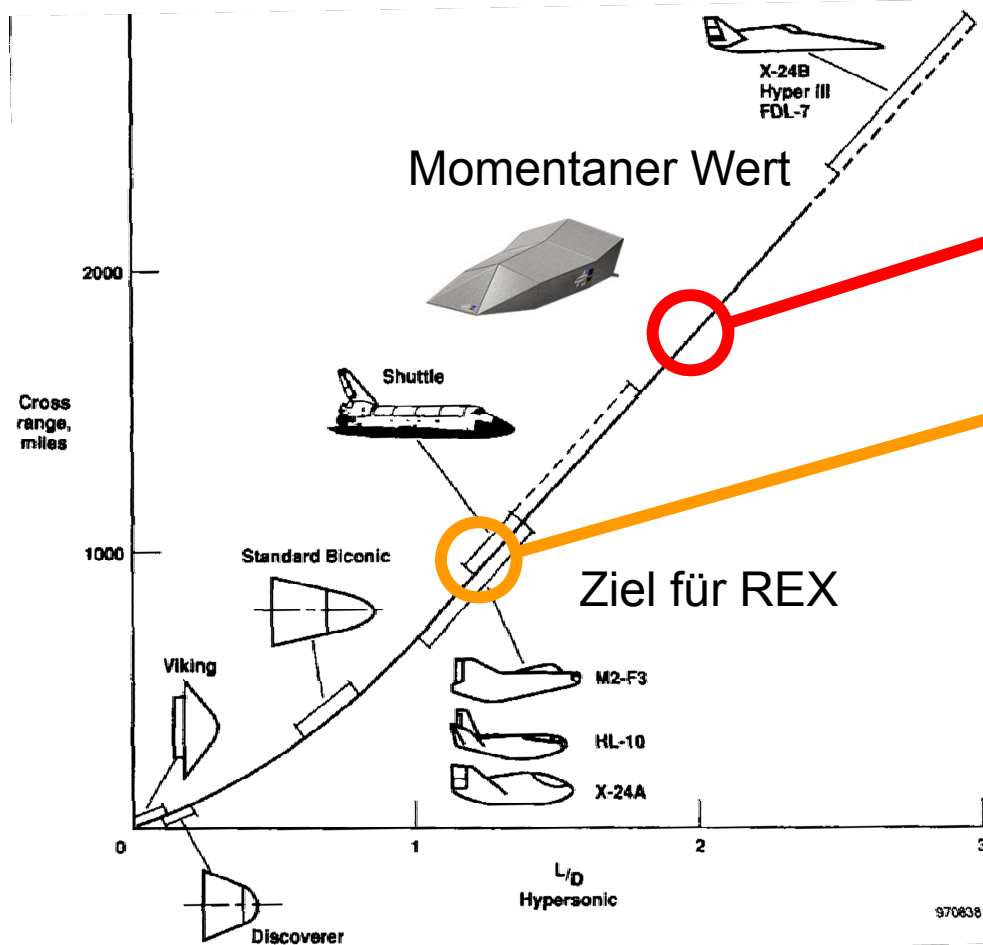
- $L = 3,36 \text{ m}$ ,  $B_{\text{max}} = 2,10 \text{ m}$ ,  $H_{\text{max}} = 0,72 \text{ m}$
- Gesamtmasse: max. 1500 kg
- Schwerpunkt: 63% (bezogen auf Fahrzeuglänge)
- Aerodynamisch stabil und trimmbar,
- Nutzlastraum ca.  $1,3 \times 0,5 \times 0,6 \text{ m}^3$ , max. 200 kg
- Referenz Trägersystem: Vega
- Momentaner Entwicklungsstatus:  
Phase A abgeschlossen





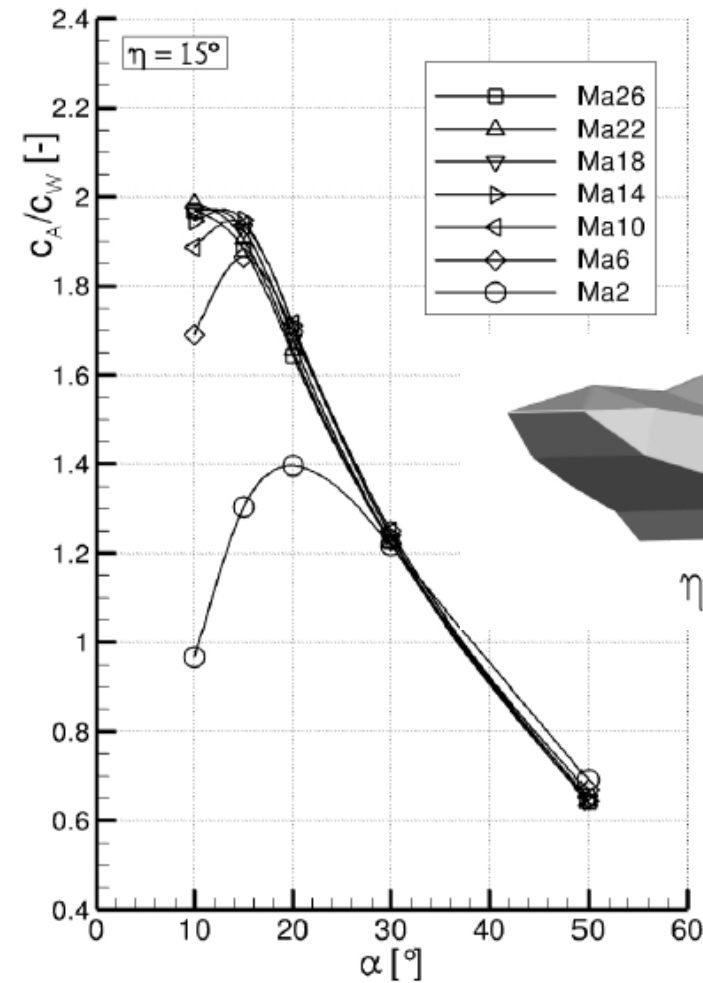
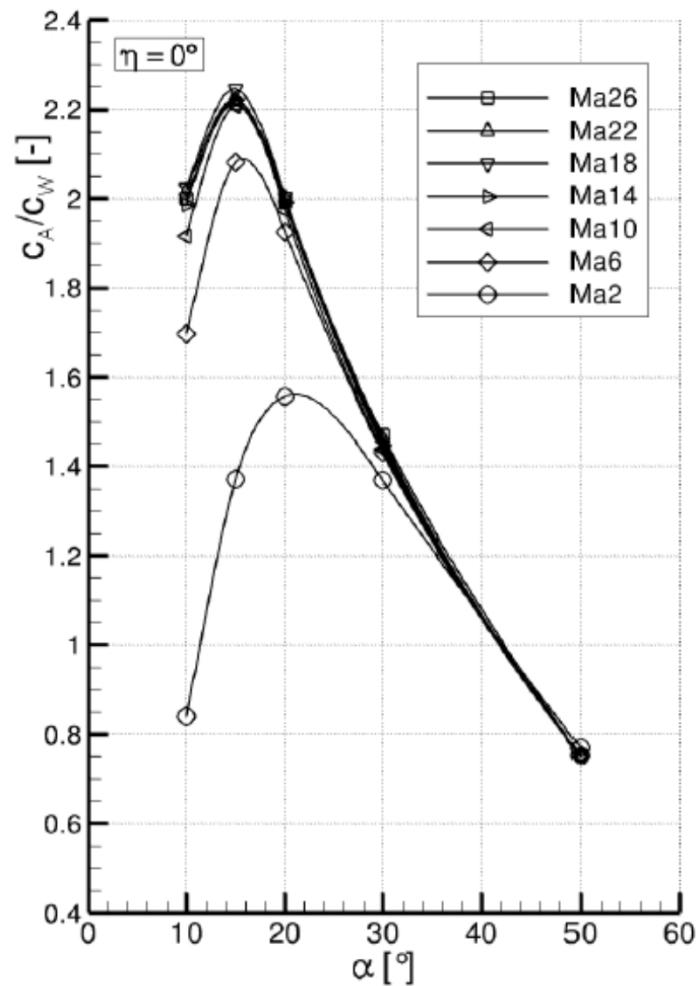


# Gleitzahl im Hyperschall





# SEFEX III: Aerodynamic data base (derived from REX shape)





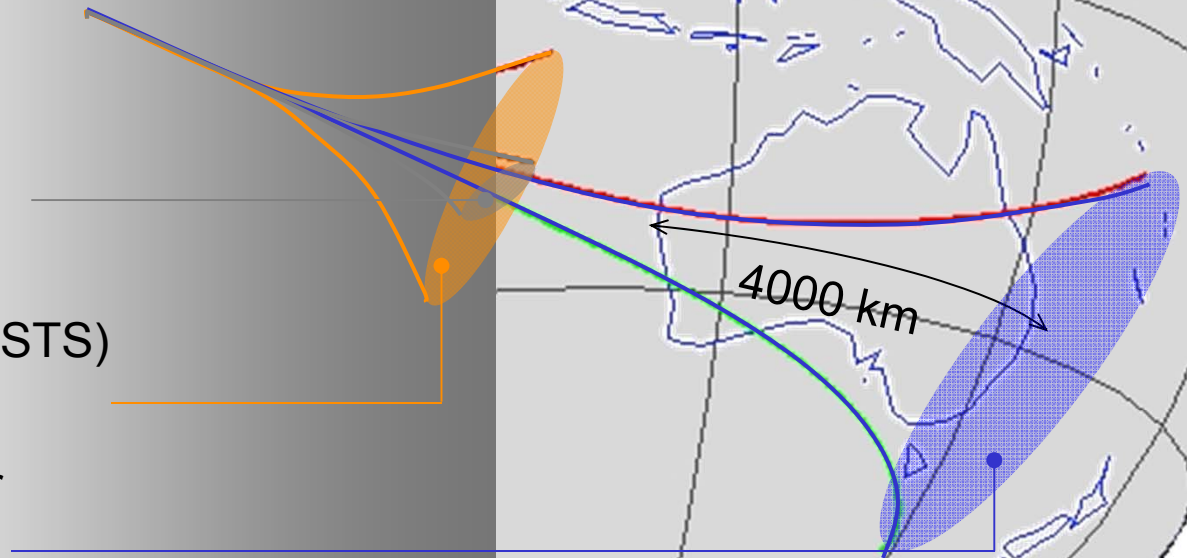
# Vorteile bei der Eintrittstrajektorie

Max. Reichweite/ Seitenreichweite

➤ Apollo-Kapsel

➤ Space Shuttle (STS)

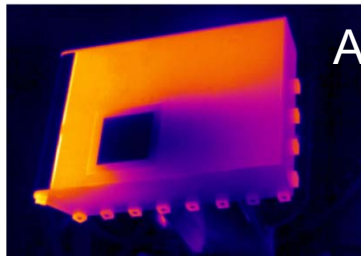
➤ REX Free Flyer



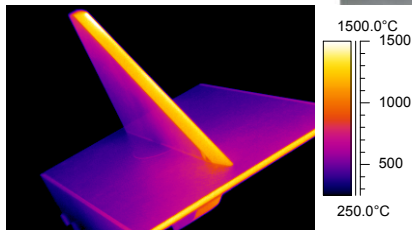
# TPS-Konzept für REX und SHEFEX III

Entwicklung in SHEFEX

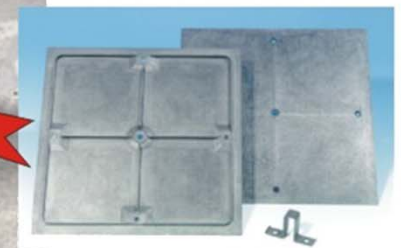
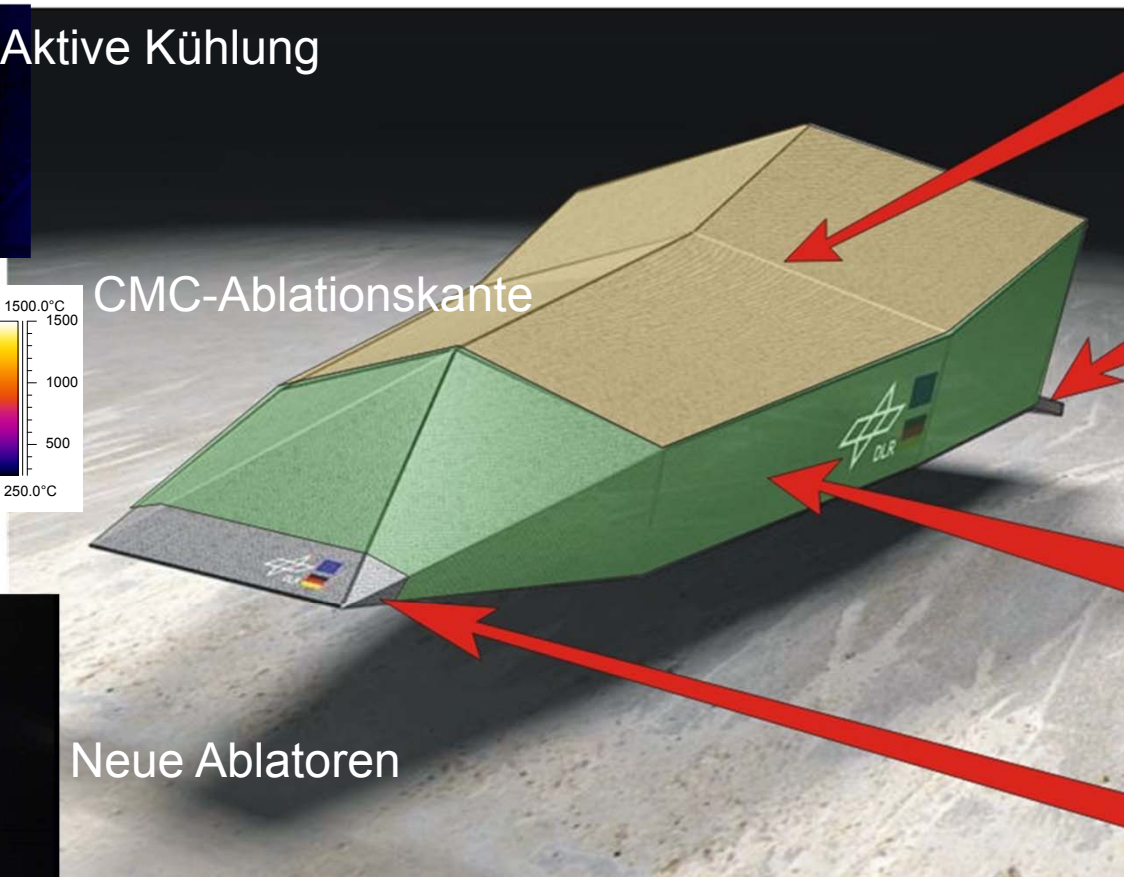
Stand der Technik



Aktive Kühlung



CMC-Ablationskante



Neue Ablatoren



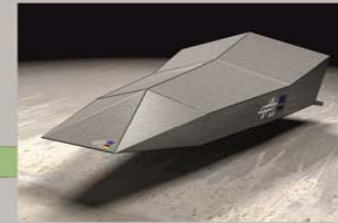




# **SHEFEX** **Development Strategy**

## **Targets**

**Reference Concept  
Micro-G-Free Flyer REX**



**Technology and platform  
for Microgravity Research**

**Technology for  
Re-Entry Vehicles**

**Technology for  
Future Launchers**



**SpaceLiner  
Spacetravel**

**Technology for  
Hypersonic Aircraft**

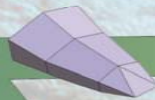
**SHEFEX 1  
Sub-orbital  
2005  
flown**



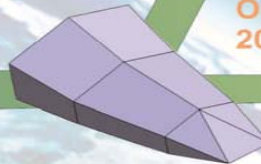
**SHEFEX 2  
Sub-orbital  
2012  
flown**



**SHEFEX 3  
Near orbital  
2016  
in progress**



**SHEFEX 4/REX Prototype  
Orbital  
2020 planned**



**SHEFEX 2a, SHEFEX 2b  
Sub-orbital  
in preparation / third party**







# Standorte der DLR Kompetenzen für SHEFEX

## Bremen:

Missionsanalyse, Navigationstechnologie,  
Avionik

## Braunschweig:

Aerodynamische Fahrzeugauslegung,  
Interstage Strukturen, Aerodynamische  
Flugsteuerung

## Göttingen:

Hypersonische Windkanäle

## Köln:

Instrumentierung und Hypersonische  
Windkanäle, Oxid basierte  
Keramikkomponenten

## Stuttgart:

Programmkoordination und Projektleitung,  
Strukturdesign, Thermalschutz und Heiße  
Strukturen, Verkleidungsstrukturen

## Oberpfaffenhofen:

Trägerdesign, Subsysteme, RCS-Control,  
Startbetrieb





# SHEFEX-Programm

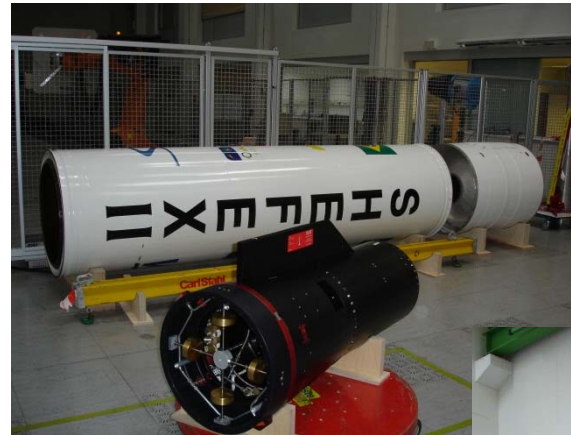
- Shefex I
- Pfadfinder-Mission
- Suborbital
- Trägersystem VSB 30 /Imp. Orion
- Masse ca. 250 kg
- Geschwindigkeit Ma 6, für 20 s
- Erfolgreicher Flug in 2005
- Reichhaltige "lessons learnt"
- Externe Passagierexperimente





# SHEFEX-Program

- SHEFEX I
- SHEFEX II



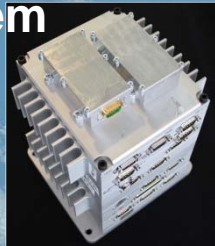
- Suborbital
- Trägersystem VS 40 (brasilian)
- Kontrollierter hypersonischer Flug
- Masse ca. 500 kg
- Geschwindigkeit Ma 11
- Eintrittsdauer 50 s
- Start 2012
- Externe Passagierexperimente



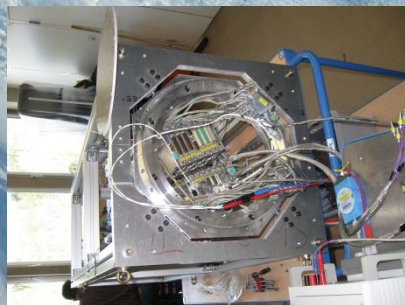


# Experimente auf SHEFEX II

## Hybrides Navigations- system



Instrumentierung,  
Temperatur, Wärmefluß,  
Druck, Beschleunigung,  
Compare (IRS)



## Neue ablative fin Struktur



## Aerodynamische Steuerung

## Hybride CMC/Metall Canards



## Windkanaltests



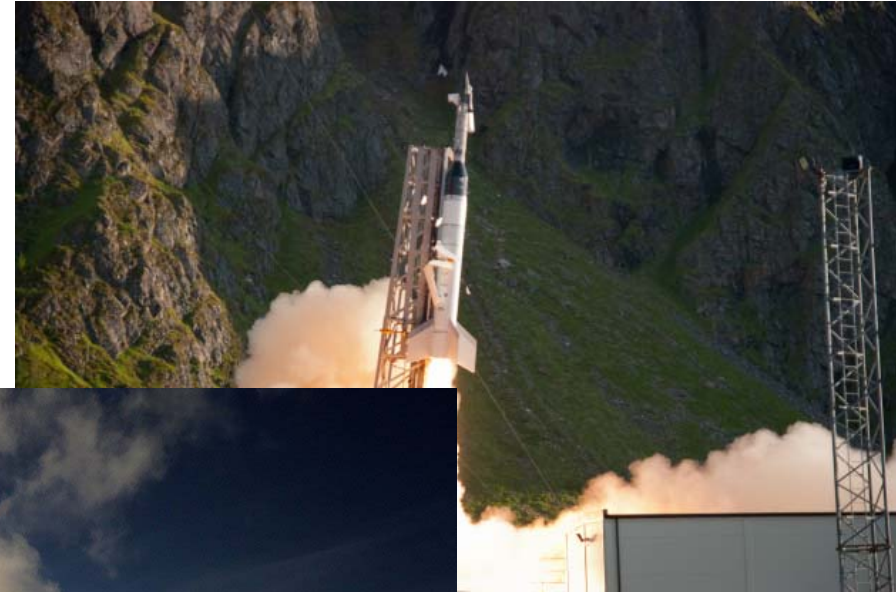
9 TPS Systeme (ASTRIUM,  
MT-A, AFRL, CTA, DLR)  
1 aktiv gekühltes Segment  
4 „Heiße“ Antennen





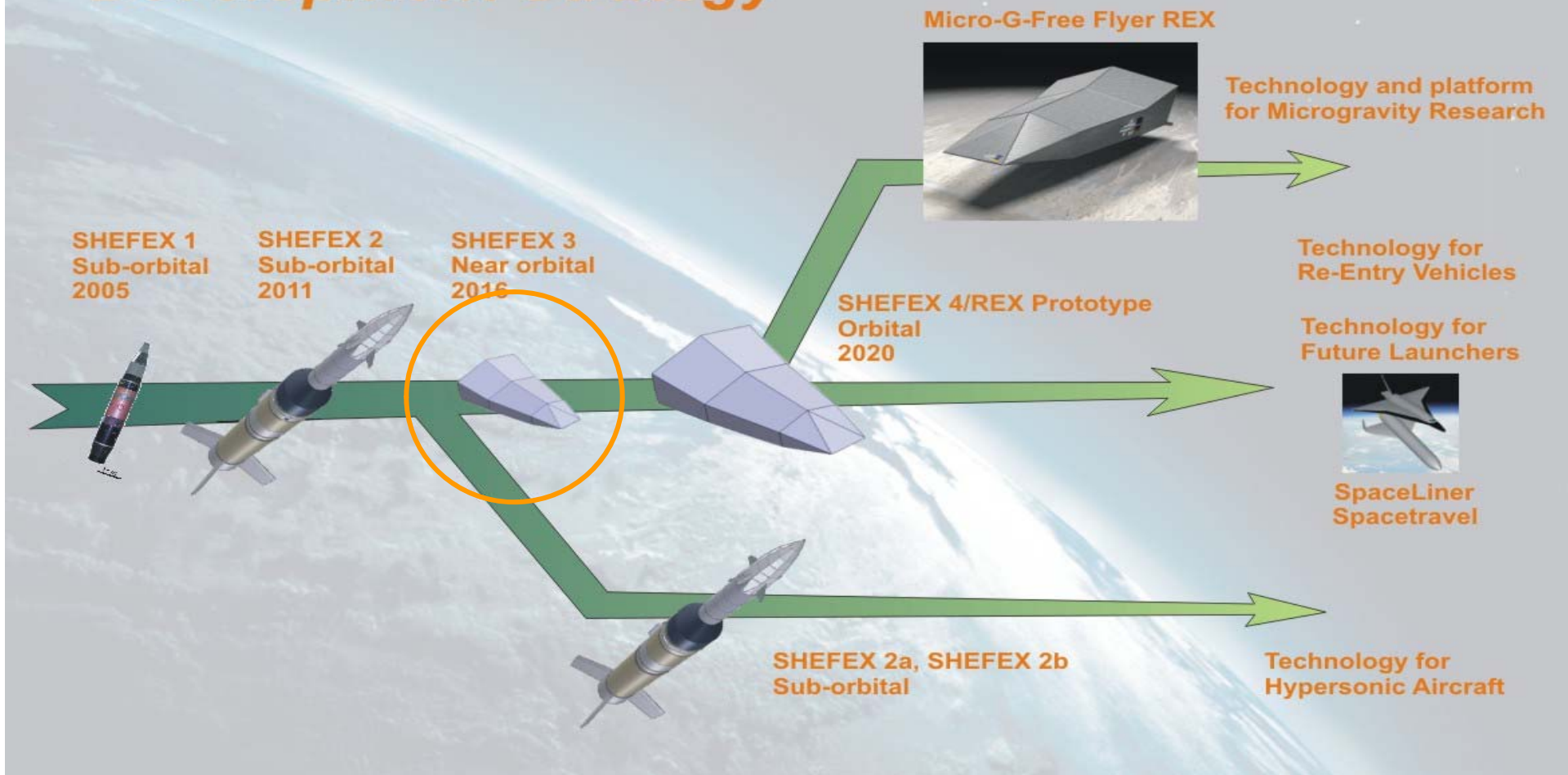


# SHEFEX II-Start am 22. Juni 2012





# **SHEFEX Development Strategy**





## Retro-Boost

Entry Interface  
AoA  $0,5^\circ$

First deceleration  
AoA  $52^\circ$

hot phase

isation  
>0.5

SHEFEX III Flight envelope

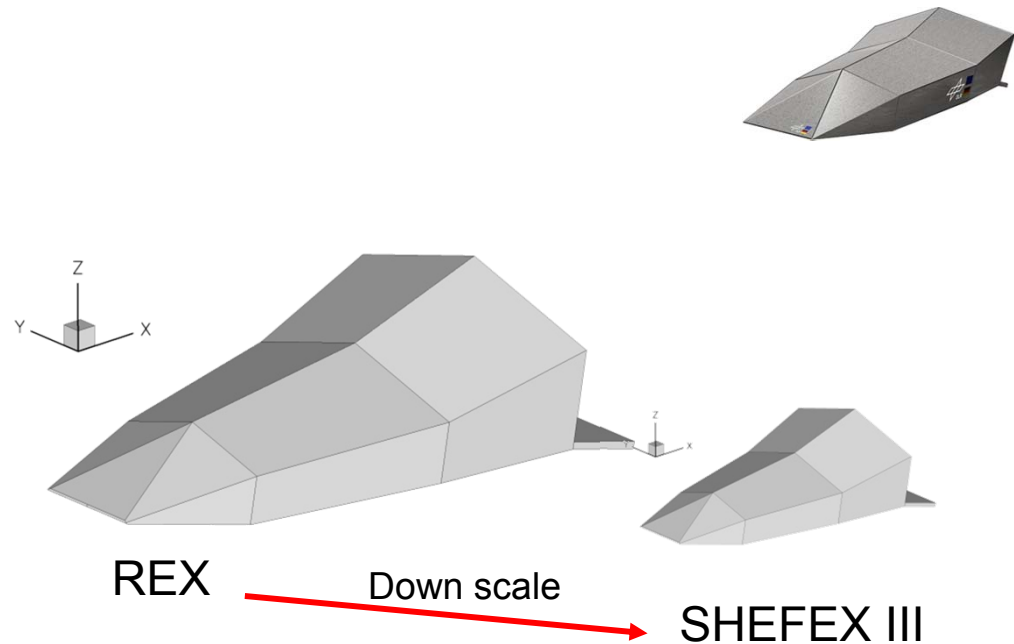
REX FF Return  
Flight events

Landing  
approach

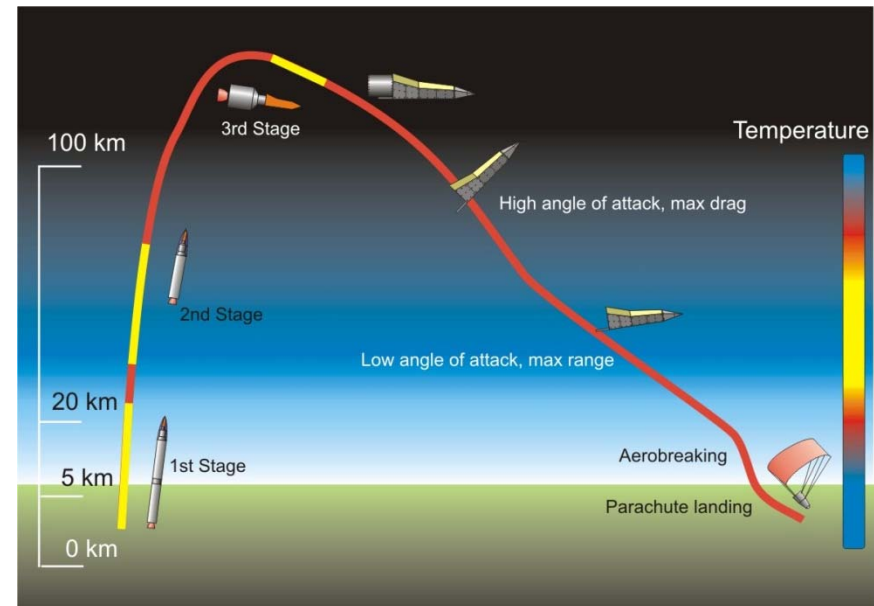


# SHEFEX-Program

- SHEFEX I
- SHEFEX II
- SHEFEX III



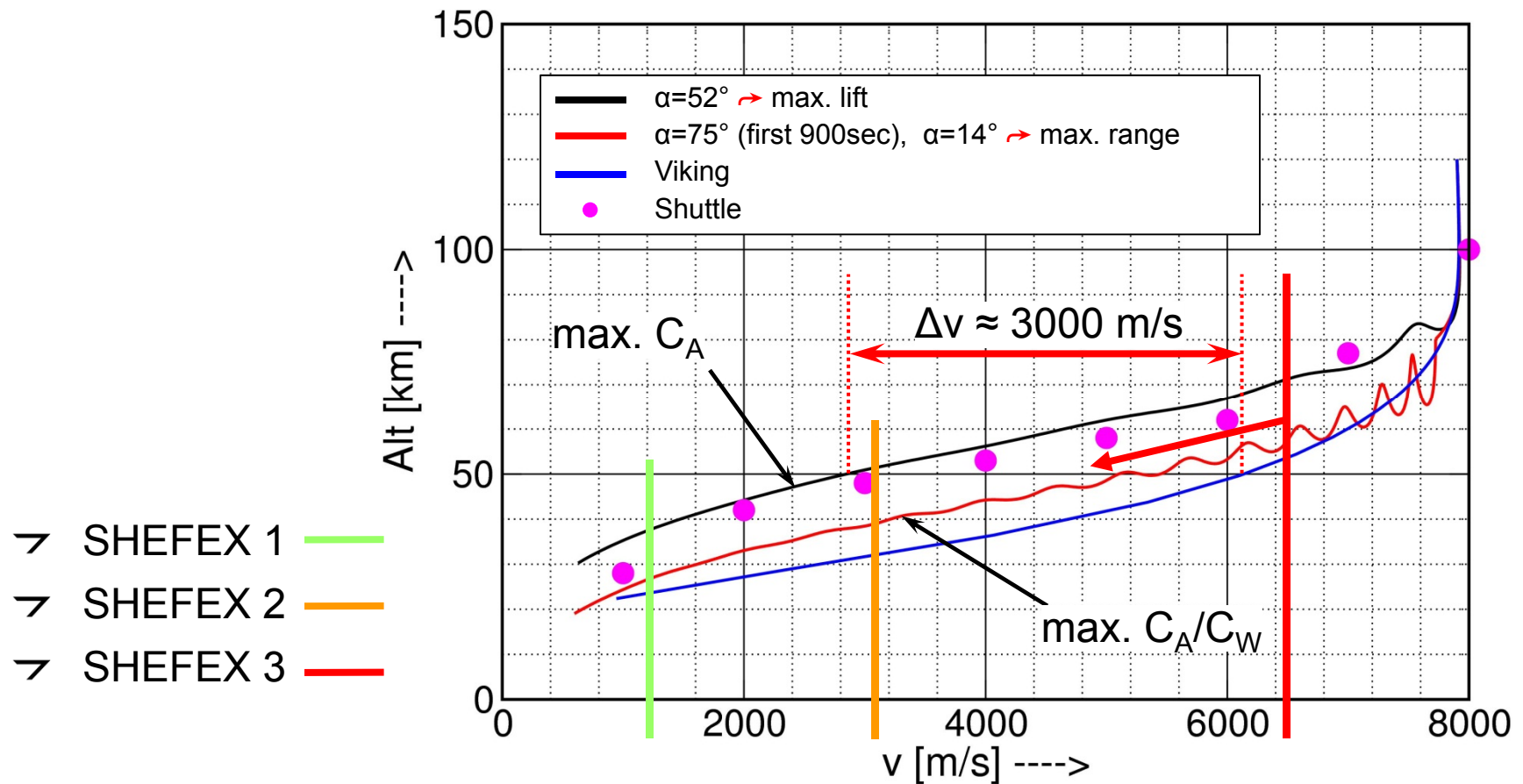
- Suborbitale Mission
- Durchfliegen einer definierten Trajektorie
- Trägersystem VLM/S-50 (brasil.)
- Masse ca. 500kg
- Geschwindigkeit von Ma 20 bis Ma 2
- Eintrittsdauer ca. 15 Min
- Laufendes Projekt
- DLR geführt mit ASTRIUM als Kooperationspartner







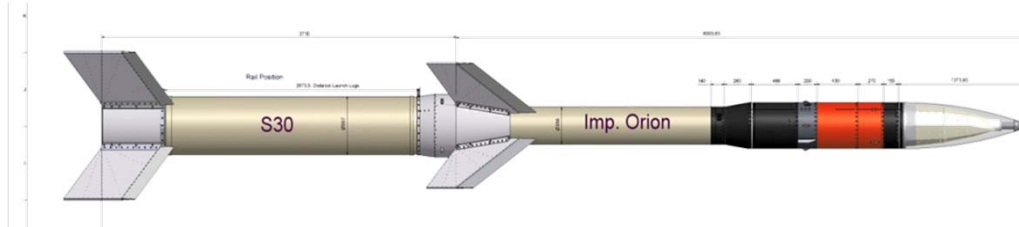
# Flugbedingungen



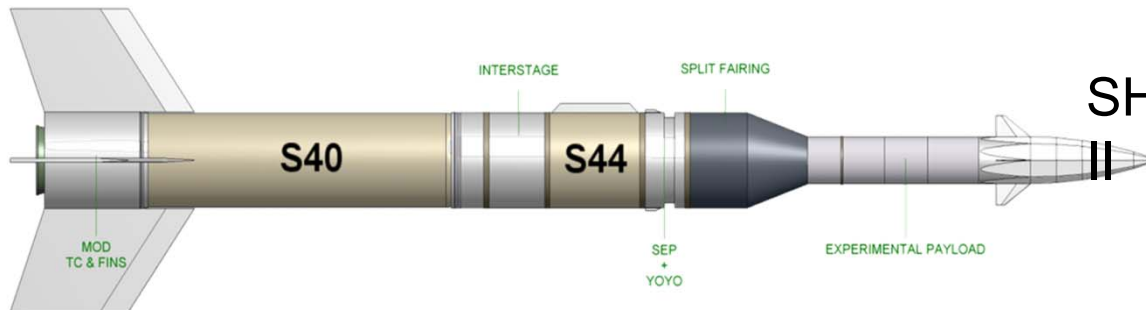
- SHEFEX 1
- SHEFEX 2
- SHEFEX 3



# Trägersystem für SHEFEX III



SH  
I



SH  
II

VLM







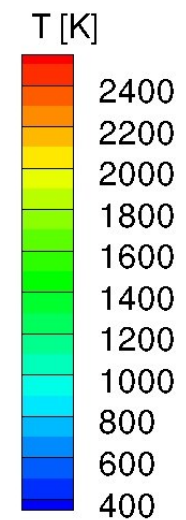
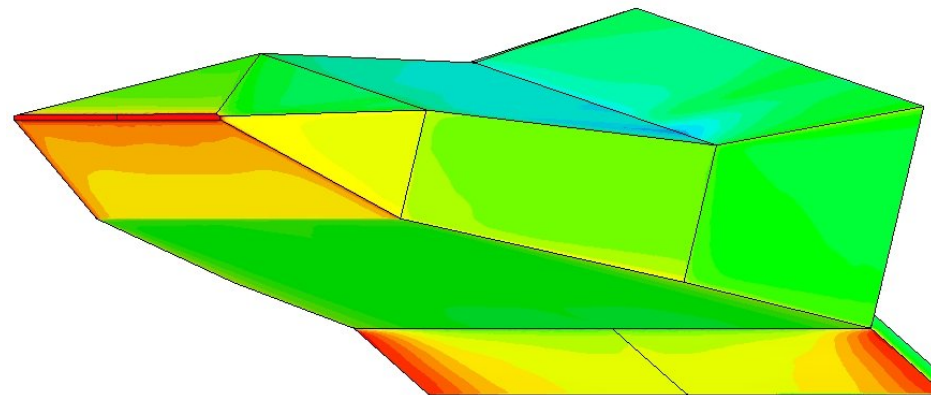
## SHEFEX III, Technologische Ziele

- Flugtest von weiterentwickelten Subsystemen die bereits innerhalb SH I und II entwickelt wurden (z.B. Hybrides Navigations System)
- Demonstration einer optimierten Wiedereintrittsstrajektorie die die Vorteile des scharfkantigen Konzepts nutzt (Gleitzahl bis zu 1.8 im Hyperschall)
- Demonstration von Flugführung, Düsen- und Klappensteuerung
- Demonstration der Funktionalität von thermisch hochbelasteten scharfen Kanten und entsprechenden Kühltechniken
- Nur streng limitierte Passagierexperimente (Wegen geringem Volumen)



## Erwartete Temperaturen

Höhe [km]	70	60	50	40	30
Gesch. [km/s]	7.5	6.8	5.2	3.2	1.6
Ma [-]	25	22.7	17.3	10.7	5.3
Druck [Pa]	5	20	76	278	1172
Temperatur [K]	217	245	271	251	226
Grenzschicht	laminar		turbulent		



Surface temperature (adiabatic walls) ( $\epsilon=0.83$ ),  
 $Ma=17.3$ ,  $H=50\text{km}$ ,  $\alpha=10^\circ$ , turbulent boundary layer



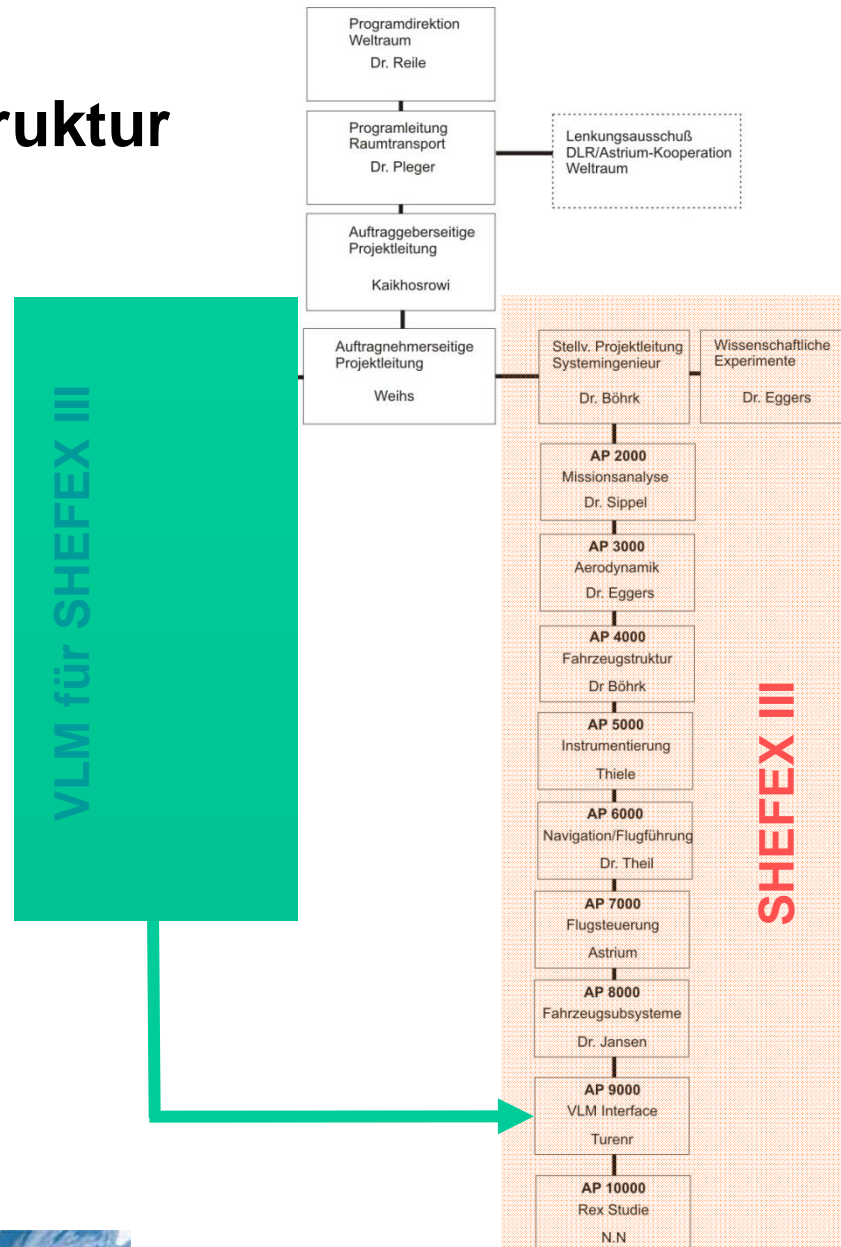


# SHEFEX III Projektstruktur

- 2 unterschiedliche Projektlinien
- Laufzeit 5 Jahre
- Kick Off in 2012
- Ende 2016
- Kooperation:

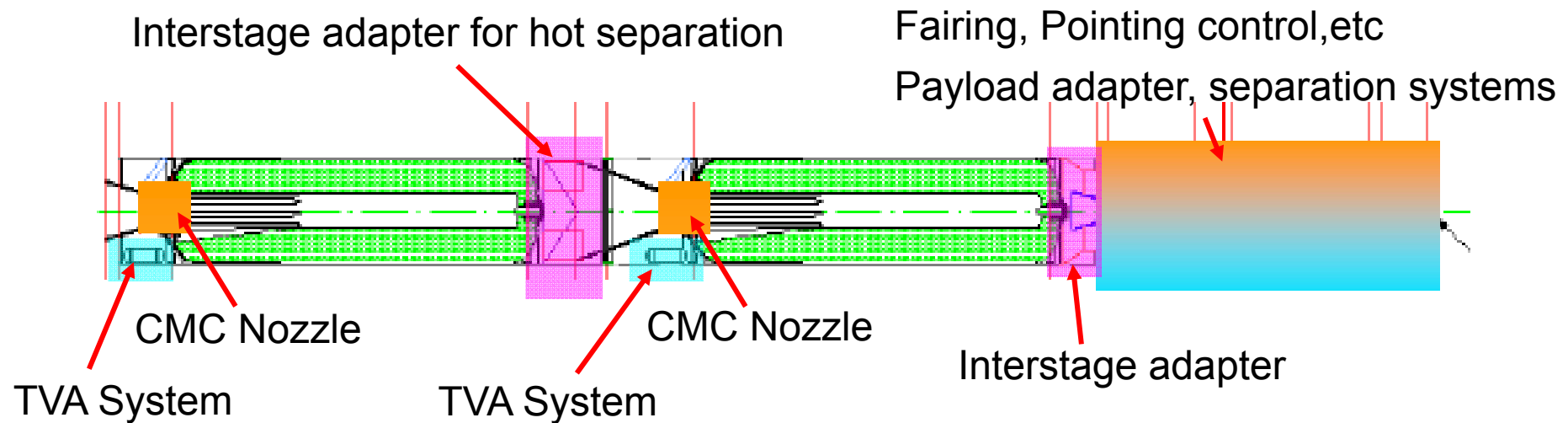
SHEFEX III: ASTRIUM  
VLM: DCTA/IAE Brazil

- Einladung von  
Passagierexperimenten ende  
2013
- Auswahl durch DLR review  
board





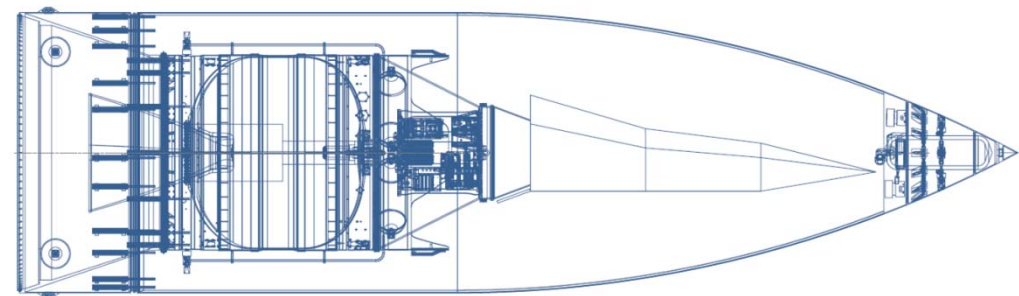
# DLR Entwicklungsanteil an VLM-1 in SH III Konfiguration



Institute of Structures and Design BK

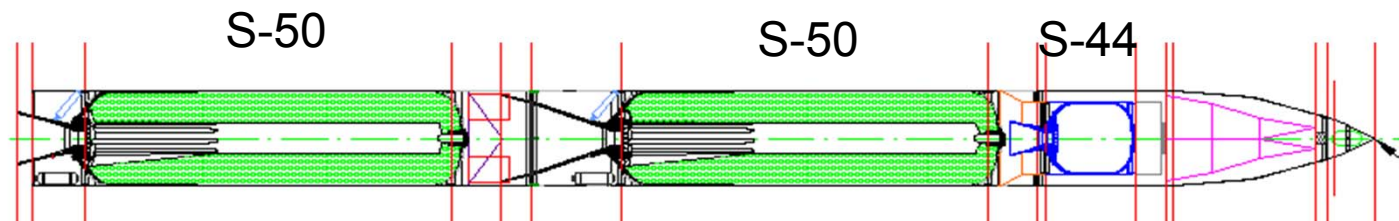
Institute of Composite Structures

Mobile Rocket Base

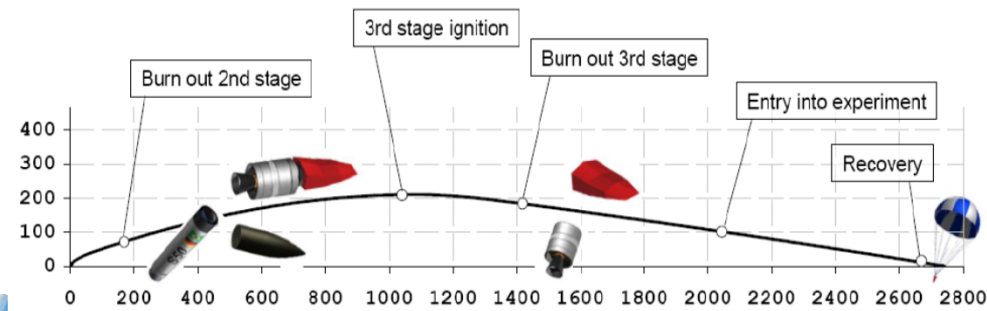




# VLM: Trägersystem für SHEFEX III

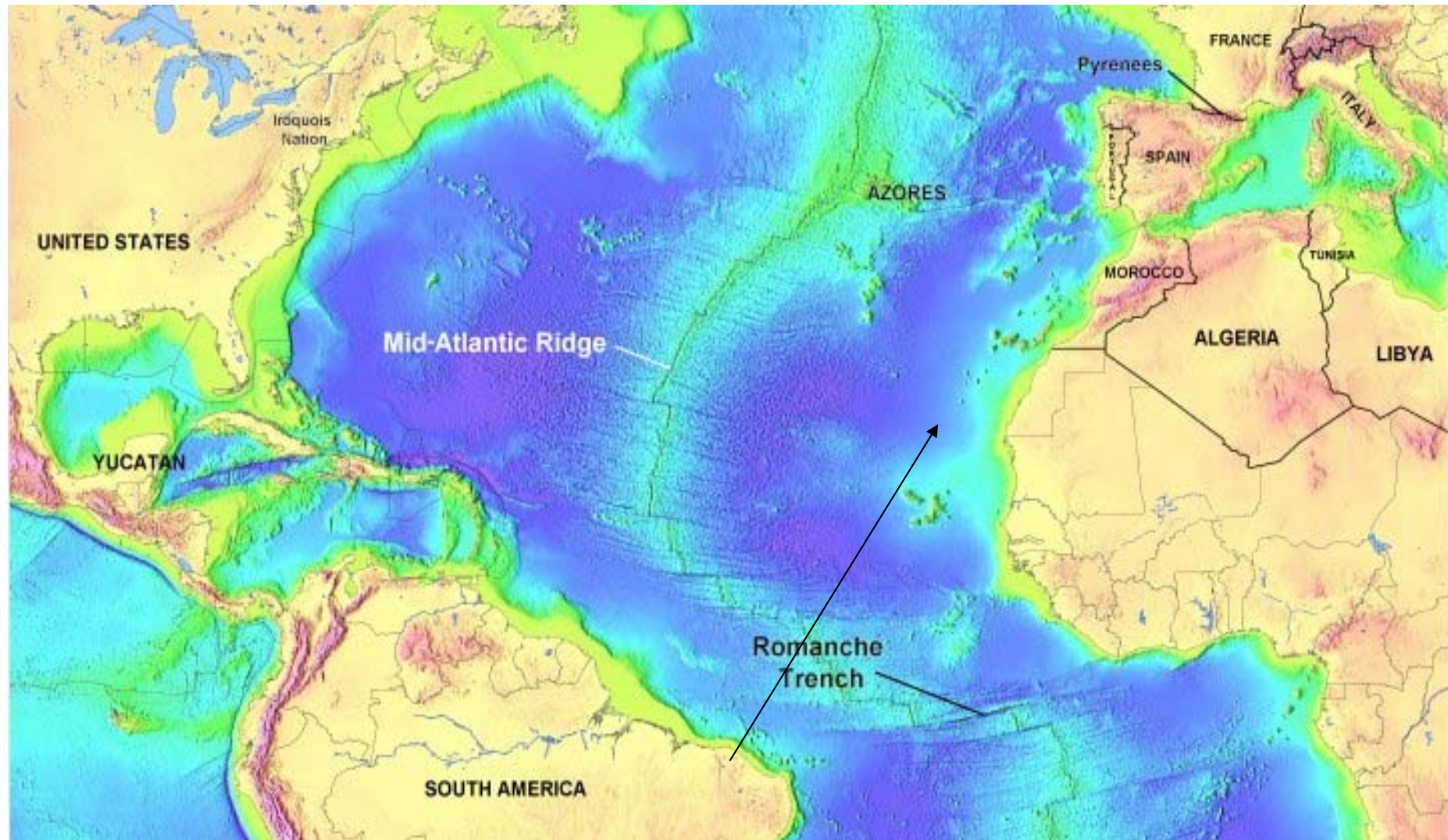


- Länge: ~18 m, Durchmesser: 1.4 m, Masse: ~26 tons
- **Startplatz:** Alcantara(Brazil)
- **Landung:** Südlich der Kanarischen Inseln
- **Trägerkapazität:**
- ~ 570 kg @ 100km Höhe @ 6.5 km/sec





# Vorläufige Flugbahn SHEFEX III





**Danke !**

